

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-330816

(43)公開日 平成6年(1994)11月29日

(51)Int.Cl.⁵

F 0 2 K 9/64

識別記号

庁内整理番号

7910-3G

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数 2 O L (全 4 頁)

(21)出願番号 特願平5-116961

(22)出願日 平成5年(1993)5月19日

(71)出願人 391037397

科学技術庁航空宇宙技術研究所長
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社
東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72)発明者 新野 正之

宮城県角田市君萱字小金沢1番地 航空宇
宙技術研究所角田支所

(74)代理人 弁理士 坂間 暁 (外1名)

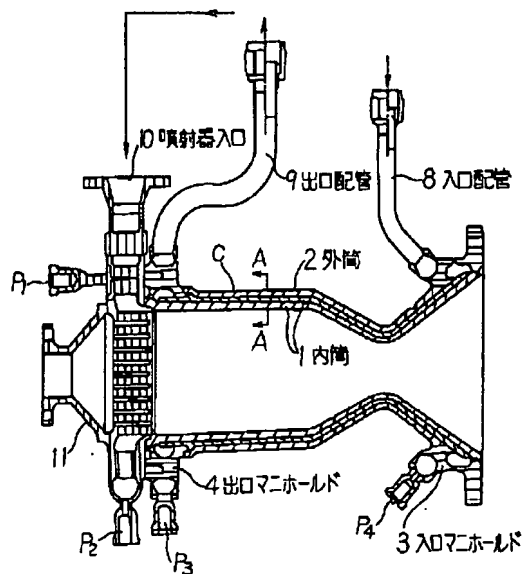
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 高温燃焼エンジン

(57)【要約】

【目的】 冷却媒体の流れに対する圧損が少く、耐熱性能を高めた、燃焼室に冷却通路をもつ燃焼室を具えた高温燃焼エンジンを提供することを目的とする。

【構成】 ロケットエンジンの燃焼室Cを形成する内筒1内に燃焼室の軸方向に伸びる複数の冷却通路が形成されている。その冷却通路内には、ロケットエンジンで燃焼される燃料が入口配管8から入口マニホールド3を経て導入される。冷却通路を流れた燃料は出口マニホールド4を経て出口配管9から流出され噴射器入口10からロケットエンジン燃焼室へ導かれる。冷却通路内には、3角形のフィンが通路に沿って伸びて配設されている。そのフィン配設によって冷却通路の伝熱面に発生する気泡を速やかに離脱して伝熱面での膜沸騰を抑える。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 燃焼室を形成する壁面内に冷却媒体が流される冷却通路をもつ高温燃焼エンジンにおいて、前記冷却通路内に、2つのテーパ面をもち前記冷却媒体の流れ方向に伸びる少くとも1つのフィンを配設したことを特徴とする高温燃焼エンジン。

【請求項2】 燃焼室を形成する壁面内に冷却媒体として燃焼前の燃料が流される冷却通路をもつロケットエンジンにおいて、前記冷却通路が前記燃焼室後部の入口マニホールドから燃焼室前部の出口マニホールドへ前記燃焼室の軸方向に伸びる複数本の冷却通路によって構成され、同冷却通路内の各々に2つのテーパ面をもつ少くとも1つのフィンが前記軸方向に沿って配設されていることを特徴とするロケットエンジン。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、燃焼室を形成する壁面内に冷却媒体が流される冷却通路をもつロケットエンジン、スクラムジェットエンジンなどの高温燃焼エンジンに関する。

【0002】

【従来の技術】 燃焼室に冷却通路をもつロケットエンジンでは、冷却通路内を流れる冷却媒体が伝熱面上から気泡の発生、成長、離脱を繰り返す、いわゆる核沸騰の段階で伝熱面から気泡をすみやかに離脱させることによって、伝熱面が蒸気膜で覆われる、いわゆる膜沸騰を起こし難くするよう冷却媒体の流量を増やし流速を上げていた。

【0003】 或いは、冷却通路内で核沸騰そのものを起こし難くするため冷却通路の高温側の壁に耐熱コーティングを施したりしていた。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】 ロケットエンジン燃焼室の冷却通路内で、冷却媒体に気液2相が混在する臨界圧以下で冷却させるには、冷却媒体の吸収する熱流束が冷却媒体の沸騰を起こす熱流束（以下バーンアウト熱流束という）を越えないようにする必要がある。

【0005】 その為には、熱伝達率等とは無関係に、バーンアウト熱流束を大きくし、冷却媒体の吸収熱流束をそれ以下にすることが重要である。一般にバーンアウト熱流束は冷却媒体の流速のべき乗に比例するので、バーンアウト熱流束を大きくして冷却媒体が沸騰しにくくするためには、冷却媒体の流速を増さなければならない。

【0006】 しかしながら、圧力損失は、流速の2乗に比例するので流速の増加は圧力損失につながり、最終的には、タンク圧やポンプ圧の増加につながり、それだけ重量が増すのでエンジンの正味の性能が低下することになる。

【0007】 従って、エンジンで燃焼させる燃料を冷却媒体として燃焼室の冷却通路に流すようにした、いわゆ

る再生冷却燃焼室をもつロケットエンジンでは大きな問題を生ずる。また、冷却通路に核沸騰防止のための断熱コーティングを施しているものは、コーティングがはがれやすいため、再使用型のロケットエンジンには向かない。

【0008】 本発明は、冷却媒体の流れに対する圧損が少く、耐熱性能を高めた、燃焼室を形成する壁面に冷却通路をもつ燃焼室を具えた高温燃焼エンジンを提供することを課題としている。

【0009】

【課題を解決するための手段】 本発明では、燃焼室を形成する壁面内に冷却媒体が流される冷却通路をもつ高温燃焼エンジンにおける前記した課題を解決するため前記した冷却通路内に2つのテーパ面をもち、冷却媒体の流れ方向に伸びる少くとも1つのフィンを配設する。

【0010】 また、本発明では、燃焼室を形成する壁面内に冷却媒体として燃焼前の燃料が流される冷却通路をもつロケットエンジンにおいて、前記した課題を解決するために、前記冷却通路を燃焼室後部の入口マニホールドから燃焼室前部の出口マニホールドへ燃焼室の軸方向に伸びた複数本の冷却通路によって構成し、同冷却通路内の各々に2つのテーパ面をもつ少くとも1つのフィンを燃焼室軸方向に沿って配設した構成を採用する。

【0011】

【作用】 一般にロケットエンジンなどでは、冷却通路内で冷却媒体が核沸騰から膜沸騰へと沸騰が進行し、ついに燃焼室が溶融するに至る。そこで、冷却通路内にフィンを配設し、伝熱面に平坦部を無くすることで前述のバーンアウト熱流束を飛躍的に高めることができる。

【0012】 本発明はこの考えに基づき、燃焼室を形成する壁面の冷却通路に2つのテーパ面をもち冷却媒体の流れ方向に伸びる1個又は2個以上のフィンを設けるもので、これによると、冷却媒体の沸騰により伝熱面に発生する気泡がフィンを形成する2つのテーパ面に沿って速やかに離脱され、伝熱面での膜沸騰が起こり難くなる。

【0013】 また、本発明によってロケットエンジンに前記した構成を採用することによって燃焼室の耐熱特性が大きく向上し再使用を可能とする。

【0014】

【実施例】 以下、本発明を図示した実施例に基いて具体的に説明する。なお、以下の実施例は、エンジンで燃焼する燃料で燃焼室を冷却するようにした再生冷却式ロケットエンジンに対し本発明を適用した場合である。図1において、Cは燃焼室であり内筒1と外筒2によって構成されている。

【0015】 3は、燃焼室Cの後部の周囲に設けられた冷却媒体のための入口マニホールドであり、4は燃焼室Cの前部の周囲に設けられた冷却媒体のための出口マニホールドである。内筒1には、図2の断面図に拡大して

示されているように燃焼室Cの軸方向に入口マニホール
ド3から出口マニホールド4に互いに平行に伸びている
複数個の冷却通路5が形成されている。

【0016】各冷却通路5内には、頂部が60°の角度
をなす2つのテーパ面6をもつフィン7が冷却通路5に
沿って伸びて配設されている。燃焼室Cで燃焼されるモ
ノメチルヒドランジなどの燃料が入口配管8から入口マ
ニホールド3を経て内筒1内の複数個の冷却通路5へ分
配して流れ、燃焼室Cを冷却して温度上昇し高エネル
ギー状態となって出口マニホールド4で集められて出口
配管9から流出する。

【0017】燃料は、出口配管9から噴射器入口10を
経て燃焼室Cの燃料噴射器へ導かれ、酸化剤入口11か
ら供給される酸化剤によって燃焼室C内で燃焼される。
なお、図においてP₁、P₂、P₃、P₄は、それぞ
れ、圧力計測ポートを示している。

【0018】次に図3は、図1に示した燃焼室Cの製造
課程を示している。図3の工程(1)はアルミマンドレ
ルで燃焼室の内面形状を形成した状態を示している。工
程(2)は、工程(1)でつくられたアルミマンドレル
の上に電鍍によって内筒1を形成した状態を示してい
る。工程(3)は、工程(2)でつくられた電鍍層の外
面上にその長さ方向に伸びる複数本の冷却通路5とフィ
ン7を機械加工によって形成した状態を示している。

【0019】電鍍層の外面上に冷却通路5とフィン7を機
械加工するには図4～図6に示すようなカッターを使
う。図4と図6に示すカッターは、それぞれ(c)の図
に加工溝の断面が示されているように1つの山形のフィ
ンをもつ冷却通路を加工する場合に使うもの、図5に示
すカッターは(c)の図に示す加工溝のように4本のフィ
ンをもつ冷却通路を加工する場合のカッターの例であ
る。

【0020】形成するフィンの先端は、冷却通路内で沸
騰が起きないようにc0～c0.1(chamfer数)が必要
であり、平坦部を極力つくらないようにする。放電加
工では角が落ちて了うので前記したように機械加工で形
成する。

【0021】また、膜沸騰を抑えるためには図5に示し
たように冷却通路の伝熱面全体にフィンを作り平行部を
設けないのが最も望ましいが、カッターによる加工が困
難となり費用もかかるのでフィンの数を何個にするかは
対象に応じて決定する。

【0022】なお、本発明を再成冷却燃焼室に適用する

場合は、推薬を臨界圧以下で扱うエンジンに対してであ
り、一般にその場合にはノズルスカートは輻射冷却とな
るため従来技術でつくられる。また、前述の実施例で
は、2つのテーパ面の交わる角度が60°の場合を説明
したが、30°、45°、90°など適宜選択してよ
い。

【0023】ここで再び図3に戻って、工程(3)にお
いて冷却通路5とフィン7を形成したあと、溝にはワッ
クスが充填され工程(2)と同様の外形に戻される。工
程(4)は、工程(3)の後、その表面上に重ねて電鍍
を行ない外側の内筒1を形成した状態を示している。工
程(5)は、前記したように冷却通路5とフィン7を内
部にもつ内筒1をつくったのちアルミマンドレルを溶解
除去して内筒を得た状態を示している。こうして得た内
筒1の外面上に所要の外筒2を形成して燃焼室Cがつく
られる。

【0024】

【発明の効果】以上、具体的に説明したように、本発明
により燃焼室に2つのテーパ面からなるフィンをもつ冷
却通路を設けることにより、冷却通路において冷却媒体
が発する気泡の離脱をスムーズにし耐熱特性を高め圧損
を大きくすることなく燃焼室の冷却を容易にすることを
可能にした。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明をロケットエンジンに適用した実施例を
示す断面図、

【図2】図1のA-A線に沿う拡大断面図、

【図3】図1に示す燃焼室を製造する工程を示した図面
で、(1)～(4)において、(a)は斜視図、(b)
は断面図、

【図4】本発明による冷却通路を加工するためのカッタ
ーを示す図面で(a)は断面図、(b)は正面図、
(c)は加工溝の断面を示す。

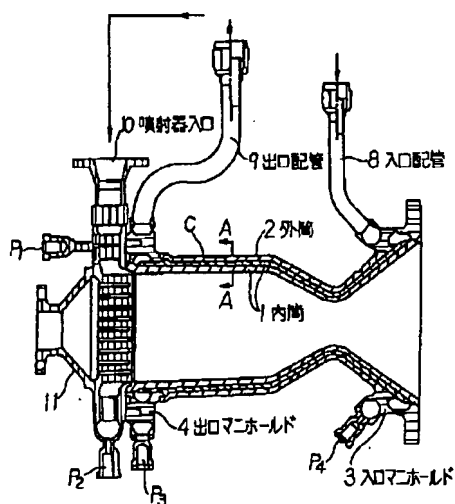
【図5】他のカッターを示す図4と同様の図面、

【図6】更に他のカッターを示す図4と同様の図面。

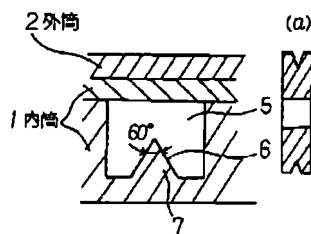
【符号の説明】

- 1 内筒
- 2 外筒
- 3 入口マニホールド
- 4 出口マニホールド
- 5 冷却通路
- 6 テーパ面
- 7 フィン

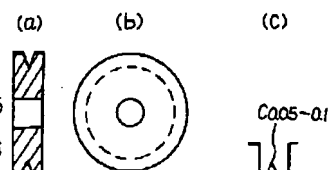
【図1】



【図2】

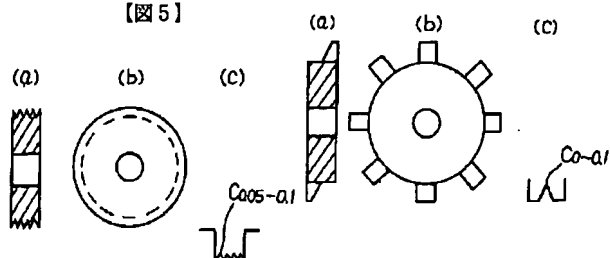


【図4】

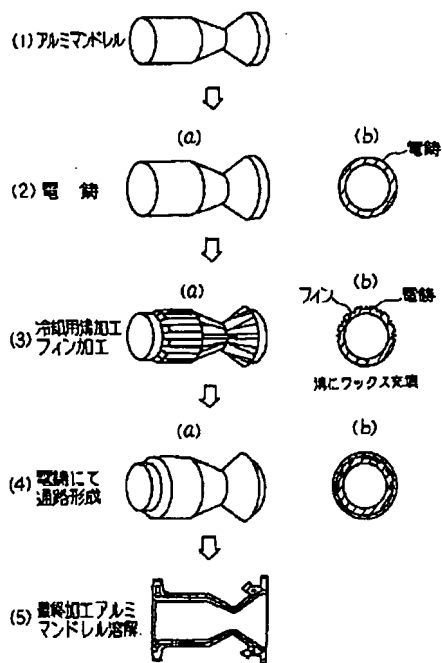


【図6】

【図5】



【図3】



フロントページの続き

(72)発明者 外川 守人

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重
工業株式会社名古屋誘導推進システム製作
所内

(72)発明者 三木 陽一郎

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重
工業株式会社名古屋誘導推進システム製作
所内